JERZY DOMAŃSKI

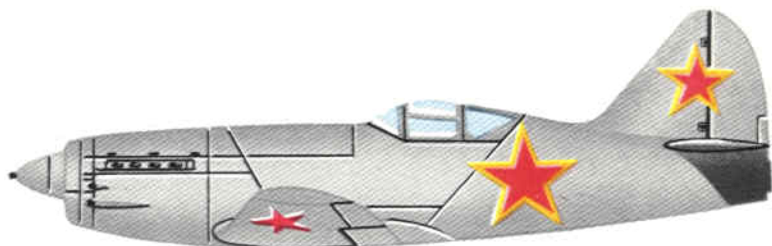
Samolot myśliwski

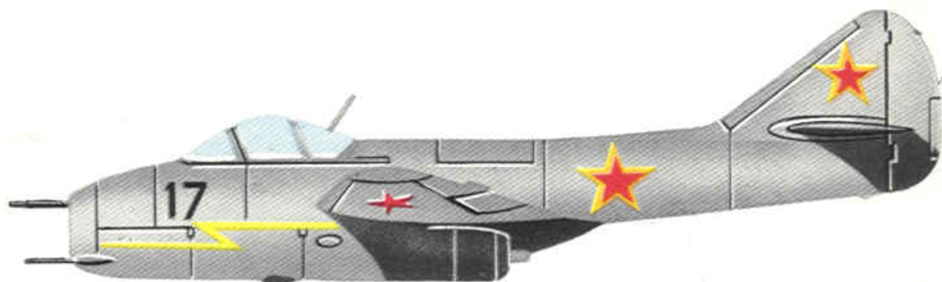
MiG-15

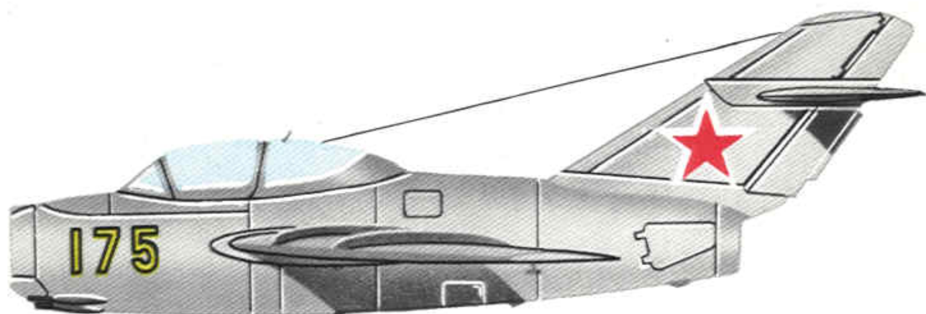


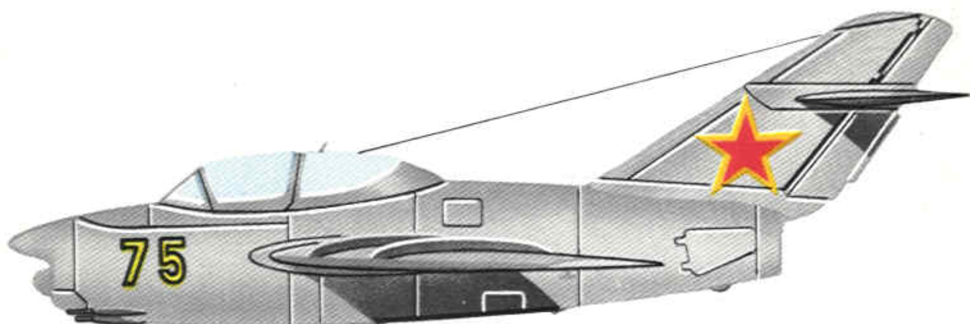
WYDAWNICTWO MINISTERSTWA OBRONY NARODOWEJ

TYPY BRONI I UZBROJENIA · 17







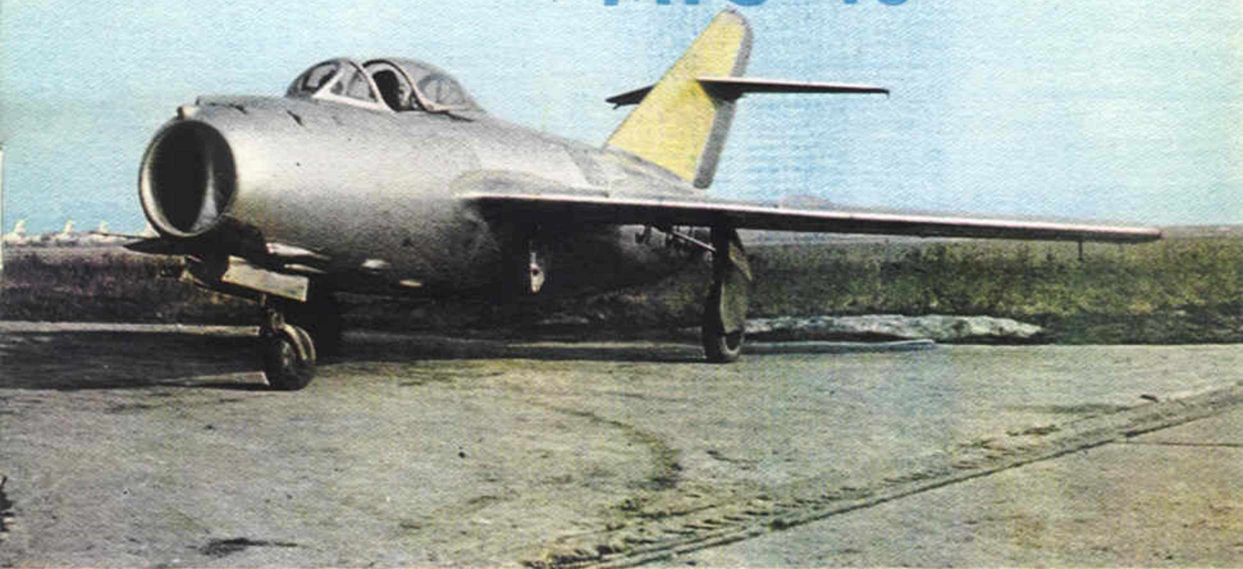


Rozwój samolotu myśliwskiego *MiG-15* (od góry): **doświadczalny samolot myśliwski** *I-250 (MiG-7N)*, **samolot myśliwski** *MiG-9 (I-300)*, **wersja** *MiG-15 bis (SD)*, **dwumiejscowa wersja szturmowa** *SP-5* **z radiolokatorem**

UKD: 623.746.3

Opiniodawca: mgr inż. TADEUSZ KRÓLIKIEWICZ
Redaktor: mgr WIESŁAW SOLECKI
Okładka: WŁODZIMIERZ LEWIŃSKI
Plansze kolorowe: JULIAN MALEJKO
Opracowanie graficzne: STANISŁAW CHORZEMSKI
Redaktor techniczny: ZYGMUNT PŁATEK

Samolot myśliwski MiG-15



Samolot *Lim-2* w barwach cywilnych, będący własnością Instytutu Lotnictwa *(fot. J. Amerski)*

Radziecki odrzutowy samolot myśliwski *MiG-15* pod koniec lat czterdziestych i na początku lat pięćdziesiątych stał się jednym z najdoskonalszych myśliwców na świecie. Oryginalnym rozwiązaniem sylwetki — przystosowanej do osiągania prędkości przydźwiękowych — wytyczał nowy kierunek dla rozwoju następnej generacji szybkich samolotów odrzutowych. W Związku Radzieckim i państwach socjalistycznych zapoczątkował właściwie nową erę w lotnictwie wojskowym — erę samolotów odrzutowych. Jako standardowy myśliwiec uniwersalny dobrze spełniał wszystkie stawiane mu wymagania i ustąpił miejsca dopiero po kilku latach swemu lepszemu rodzimemu następcy samolotowi myśliwskiemu *MiG-17*. Samolot *MiG-15* zupełnie jednak wyprzeć się nie dał, ponieważ przez długie lata był używany w roli lekkiego wielozadaniowego samolotu myśliwskiego, a w kilku państwach dzięki swoim zaletom niektóre jego wersje są stosowane do chwili obecnej, co w światowym lotnictwie wojskowym stanowi przypadek bez precedensu.

HISTORIA ROZWOJU

Samolot myśliwski *MiG-15* został skonstruowany przez zespół konstruktorów pod kierunkiem A. Mikojana i M. Gurewicza (symbol samolotu pochodzi od pierwszych liter nazwisk obu konstruktorów). Rozpoczęli oni współpracę w 1937 r. w biurze konstrukcyjnym kierowanym przez znanego konstruktora samolotów N. Polikarpowa. Artiom Iwanowicz Mikojan, urodzony w 1905 r. w Armenii, studiował w Wojskowej Akademii Lotniczej im. N. Żukowskiego w Moskwie w latach 1930—1936 i po jej ukończeniu, zanim podjął pracę w biurze konstrukcyjnym N. Polikarpowa, pracował jako przedstawiciel wojskowy w jednej z wytwórni samolotów. Michaił J. Gurewicz, ur. w 1893 r., po ukończeniu studiów wyższych i otrzymaniu dyplomu inżyniera, od 1925 r. zajmował się konstrukcją i budową szybowców, a następnie od 1929 r. jako konstruktor-obliczeniowiec rozpoczął współpracę z N. Polikarpowem, zostając później jego zastępcą. Mikojan i Gurewicz w 1938 r. doszli wspólnie do przekonania, że należy skonstruować w jak najkrótszym terminie szybki myśliwiec o dużym pułapie, niezbędny do obrony obszaru powietrznego ZSRR. Ich projekt zyskał aprobatę władz państwowych, które powołały w 1939 r. nowe biuro konstrukcyjne specjalizujące się w konstruowaniu myśliwców. Głów-



Główny konstruktor Artiom I. Mikojan

nym konstruktorem tego biura wyznaczono A. Mikojana, a pierwszym jego zastępcą M. Gurewicza.

W tym samym roku ukończono zapowiadany projekt myśliwca wysokościowego, który pod oznaczeniem *MiG-1* został przesłany w 1940 r. na wyposażenie niektórych radzieckich jednostek myśliwskich. Po wprowadzeniu kilku zmian konstrukcyjnych, polepszających własności samolotu — w nowej wersji otrzymał on oznaczenie *MiG-3* i był od 1941 r. produkowany seryjnie oraz używany przez pułki myśliwskie ZSRR w walkach powietrznych z lotnictwem hitlerowskim. Osiągał on prędkość maks. 640 km/h i pułap 12 800 m. Od 1942 r. Mikojan przeniósł swoje biuro konstrukcyjne do wytwórni samolotów doświadczalnych, której został dyrektorem. Wraz z Gurewiczem opracował szereg ciekawych doświadczalnych konstrukcji samolotów, których ze względu na trudności okresu wojny nie wprowadzono do produkcji seryjnej. Do jednej z nich należał myśliwiec doświadczalny oznaczony *I-250N* (*MiG-7N*) z kombinowanym napędem tłokowym i odrzutowym. Silnik tłokowy rzędowy *WK-107R* napędzał śmigło i jednocześnie sprężarkę tłoczącą powietrze do zabudowanej z tyłu kadłuba komory spalania silnika odrzutowego. Samolot ten w maju 1945 r. osiągnął w ZSRR największą prędkość lotu równą 825 km/h. Istniała również inna odmiana tego samolotu, oznaczona *MiG-7R*, w której do napędu sprężarki zamiast silnika rzędowego *WK-107R* zastosowano silnik gwiazdowy *ASz-82R*. Pierwszym w pełnym tego słowa znaczeniu samolotem odrzutowym, skonstruowanym przez Mikojana i Gurewicza był samolot myśliwski *MiG-9*, oblatany w 1946 r. Samolot napędzany był przez dwa turbinowe silniki odrzutowe o ciągu 880 kG każdy i miał po raz pierwszy zastosowane w ZSRR podwozie trójkołowe z kółkiem przednim. Prędkość maks. samolotu wynosiła 910 km/h, pułap 15 000 m, zasięg 1000 km.

Samolot ten, podobnie zresztą jak i inne tego rodzaju samoloty doświadczalne konstruowane w innych krajach, nie spełniał wszystkich nadziei, jakie konstruktorzy pokładali w samolotach odrzutowych. Złożyło się na to kilka przyczyn, z których do najważniejszych należały: brak silników odrzutowych o stosunkowo dużym ciągu oraz stosowanie w budowie samolotów odrzutowych klasycznych rozwiązań konstrukcyjnych, dobrych dla samolotów z silnikami tłokowymi, rozwijających prędkości do 800 km/h, a nieprzydatnych dla samolotów szybkich. Zdawano sobie z tego sprawę w ZSRR i dlatego ogłoszono konkurs na projekt nowego szybkiego odrzutowego samolotu myśliwskiego, który byłby aktualny na przyszłe dziesięciolecia. Warunki konkursu były ostre: przyszły samolot miał być myśliwcem uniwersalnym, zdolnym — oprócz przechwytywania samolotów w powietrzu — także do współpracy z wojskami naziemnymi, prędkość lotu wyrażona liczbą Macha miała wynosić 0,9 M (tj. ponad 1000 km/h), samolot miał mieć zdolność do przeprowadzania akcji na wysokości ponad 14 000 m i w związku z tym być wyposażony w kabinę ciśnieniową z fotelem wyrzucanym, a także w silne uzbrojenie składające się z działek i bomb i wreszcie charakteryzować się możliwością startu z lotnisk o nawierzchni trawiastej oraz operowania w całym zakresie warunków atmosferycznych i stref klimatycznych ZSRR, od rejonów polarnych począwszy, na pustynnych środkowej Azji skończywszy. W konkursie tym miały wziąć udział biura konstrukcyjne, specjalizujące się w budowie myśliwców: A. Jakowlewa, S. Ławoczkina oraz A. Mikojana i M. Gurewicza. W marcu 1947 r. główni konstruktorzy wyżej wymienionych biur konstrukcyjnych zostali zaproszeni przez Józefa Stalina na Kreml, gdzie na wspólnej na-



Zastępca głównego konstruktora Michał J. Gurewicz

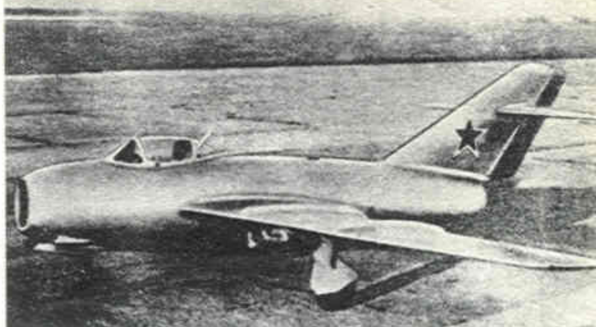
Po samolocie *MiG-15* Mikojan i Gurewicz skonstruowali doskonalsze samoloty myśliwskie: *MiG-17* (1951 r.), *MiG-19* (1952/54 r.), *MiG-21* (1956 r.), *E-166* (1959 r.), *E-266* (1965 r.) oraz inne, w tym także samolot myśliwski o zmiennej geometrii skrzydeł (1967 r.). W 1970 r. zmarł Artiom I. Mikojan, który od 1953 r. był członkiem korespondentem, a od 1968 r. członkiem Akademii Nauk ZSRR, miał tytuł generalnego konstruktora lotniczego ZSRR, stopień generała-pułkownika lotnictwa, był wielokrotnym laureatem nagrody państwowej. Zmarły konstruktor otrzymał liczne odznaczenia państwowe, m. in. trzykrotnie Order Lenina

radzie raz jeszcze przedyskutowano wszystkie warunki konkursu i ustalono, że każde z trzech biur konstrukcyjnych miało zaprojektować i zbudować własny prototyp samolotu oraz że dopiero z nich miano wybrać najlepszy samolot i skierować go do produkcji seryjnej.

Dzięki nabytym doświadczeniom z budową samolotów o napędzie odrzutowym i wypróbowaniu w poprzednich konstrukcjach doświadczalnych szeregu rozwiązań, pierwsze zbudowało samolot według ustalonych założeń konkursu biuro konstrukcyjne Mikojana-Gurewicza.

Pierwszy fabryczny oblot kontrolny prototypu tego samolotu myśliwskiego o skrzydłach skośnych, oznaczonego jako *S-01 (I-310)*, odbył się w dniu 2 czerwca 1947 r. i trwał 20 minut. Oblotu dokonał pilot oblatywacz Frankl. Oblot oficjalny nastąpił zaś 30 grudnia 1947 r., a więc zaledwie w 9 miesięcy od narady na Kremlu. Podczas tego oblotu samolot pilotował pilot oblatywacz A. W. Juganew. W trakcie projektowania i w czasie prób samolotu musiano rozwiązywać wiele bardzo skomplikowanych problemów, zanim uzyskano samolot w pełni dopracowany, w którym nie mogły wystąpić żadne niespodzianki czy trudności techniczne. I tak konstruktorzy zmuszeni byli zmniejszyć prędkość lądowania prototypu, która była zbyt duża. Wyeliminowano także zakłócenia występujące w sterowności samolotu przy małych prędkościach: przyjęty dodatni kąt wzniosu skrzydeł skośnych musiał ulec zmianie na ujemny. Na górnej powierzchni skrzydeł zabudowano po dwa grzebienie kierujące, które przy mniejszych prędkościach lotu utrudniają swobodny przepływ strug powietrza wzdłuż skrzydła (ku końcowi) i przeciwdziałają nadmiernemu zgrubieniu warstwy przyściennej, zapobiegając oderwaniu strug, a tym samym poprawiając również pracę lotek. Próby silnikowe wykazały natomiast, że zbyt długa rura przedłużająca silnika powoduje znaczne straty ciągu. Skrócono więc jej długość, co pociągnęło za sobą także skrócenie długości kadłuba i zmianę konstrukcji usterzenia. Poprawiono wreszcie skuteczność działania klap, podwozia i usunięto zjawisko tzw. puchnięcia osłony kabiny na dużych wysokościach przy znacznych prędkościach lotu. W efekcie uzyskano samolot o oryginalnej sylwetce, spełniający wszystkie postawione w konkursie wymagania.

Prototyp *S-01* był wolnonośnym średniopłatem o skrzydłach skośnych, których kąt skosu wynosił 35°, a kąt wzniosu równał się —2°. Skrzydła miały profil laminarny CAGI S-10s i charakteryzowały się dobrym rozwiązaniem konstrukcji wewnętrznej zarówno pod względem wytrzymałościowym, jak i funkcjonalnym. Skośne było również usterzenie. Krawędź natarcia statecznika pionowego miała kąt skosu 56°, a statecznika poziomego 40°. Bardzo charakterystyczne było umieszczenie statecznika poziomego wysoko nad kadłubem, dzięki czemu udało się utrzymać go poza obszarem opływu skrzydła oraz przy zwiększonej odległości od środka ciężkości zmniejszyć jego wymiary, a tym samym opór aerodynamiczny całego płatowca. W przodzie kadłuba znajdował się otwór wlotowy powietrza z charakterystyczną profilowaną przegrodą i umieszczonym w niej reflektorem. Przegroda rozdzielała strumień powietrza do dwóch kanałów biegnących po obu stronach kabiny pilota. Kanały te doprowadzały powietrze do sprężarki odśrodkowej angielskiego turbinowego silnika odrzutowego *Rolls-Royce Nene*, który był stosowany przy pierwszych lotach próbnych prototypu *S-01*. W tylnej części kadłuba po obu stronach umieszczono hamulce aerodynamiczne, wychylane hydraulicznie. Uzbrojenie prototypu *S-01* było rozmieszczone na specjalnej lawecie, niesymetrycznie, w przedniej dolnej części kadłuba. Składało się z 1 działka *N-37* kal. 37 mm o szybkostrzelności 400 strz/min i zapasie 40 pocisków oraz z 2 działek *NS-23* kal. 23 mm o zapasie 80 pocisków na każde działko. Samolot wyposażony był w kabinę ciśnieniową z fotelem wyrzucanym oraz w podwozie trójkołowe z kółkiem przednim, chowane w locie do skrzydeł i kadłuba. Główne zbiorniki paliwa miały pojemność 1412 l, a dwa dodatkowe zbiorniki, podwieszane pod skrzydłami, po 250 l każdy. Pod skrzydła zamiast zbiorników można było zawiesić 2 bomby po 100 kG każda. Eksploatację samolotu w warunkach polowych ułatwiała odpowiednio przemyślana konstrukcja kadłuba, umożliwiająca szybkie rozłączanie go w połowie długości, dzięki czemu osiągano dobry dostęp do silnika i innych zespołów. Prędkość maks. prototypu *S-01* wynosiła 1050 km/h na wysokości 12 000 m, krytyczna liczba Macha 0,92, prędkość wznoszenia 42 m/s, pułap 15 200 m, zasięg 1450—1600 km (ze zbiornikami dodatkowymi 1920—1960 km).



Prototyp *S-01* **samolotu** *MiG-15*

Po pomyślnych państwowych próbach statycznych i w locie prototypu *S-01*, w marcu 1948 r. zatwierdzono go do produkcji seryjnej i przyjęto jako standardowy myśliwiec pod oznaczeniem *MiG-15* na wyposażenie radzieckich wojsk lotniczych. Napęd samolotu *MiG-15* stanowił początkowo turbinowy silnik odrzutowy *RD-45* o ciągu statycznym 2200 kG, później zastąpiony przez silnik *RD-45F* o ciągu 2270 kG (silniki te były wzorowane na angielskim silniku *Rolls-Royce Nene*).

Próby konkurencyjnych prototypów myśliwców: Ławoczkina *Ła-168* i Jakowlewa *Jak-30* (nie należy mylić z samolotem szkolno-treningowym o takim samym oznaczeniu, wyprodu-

Samoloty *Lim-1 (fot. St. Iwan)*





Samoloty *Lim-2 (fot. St. Syndoman)*

kowanym w 1960 r.), rozpoczęły się dopiero w okresie, gdy *MiG-15* wchodził już do służby radzieckiego lotnictwa myśliwskiego i rzecz oczywista, nie mogły z nim już o pierwszeństwo rywalizować.

W 1949 r. konstruktorzy Mikojan i Gurewicz opracowali następną ulepszoną wersję samolotu *MiG-15* w postaci prototypu oznaczonego *SD*. Prototyp ten otrzymał następnie oficjalne oznaczenie *MiG-15 bis* i szybko został wprowadzony do jednostek lotnictwa myśliwskiego. Zewnętrznie tylko nieznacznie różnił się od swego poprzednika *MiG-15*. Otrzymał przede wszystkim nowy mocniejszy silnik *WK-1* o ciągu 2700 kG, co poprawiło osiągi, szczególnie prędkość wznoszenia i pułap. W samolocie *MiG-15 bis* zwiększono także siłę ognia przez zastosowanie zamiast działek *NS-23* działek *NR-23* o większej szybkostrzelności, a pod skrzydłami zamiast 2 bomb po 100 kG można było zaczepić 2 bomby po 250 kG każda. Używane były również zasobniki z niekierowanymi pociskami rakietowymi, względnie dodatkowe zbiorniki paliwa o większej pojemności. Ponadto w *MiG-15 bis* w porównaniu do samolotu *MiG-15* zwiększono nieco obrys tylnej części kadłuba (inny silnik), zmieniono ustawienie osi obrotu hamulców aerodynamicznych pod kątem 22° do pionu i przeniesiono reflektor z przegrody we wlocie silnika do lewego skrzydła, zastosowano wzmacniacz hydrauliczny do sterowania lotkami, zwiększono wyważenie aerodynamiczne sterów i lotek do 22%, wprowadzono sterowanie podwoziem i hamulcami aerodynamicznymi za pośrednictwem zaworów elektromagnetycznych, zamiast radiopółkompasu *RPKO-10M* zastosowano radiokompas *ARK-5*, zamontowano wyposażenie do lądowania bez widoczności ziemi, zrezygnowano z aparatu fotograficznego oraz częściowo zmieniono rozmieszczenie przyrządów pokładowych w kabinie pilota. Wszystkie te zmiany, oprócz poprawienia osiągów i zdolności bojowej, przyczyniły się poważnie do polepszenia sterowania i eksploatacji samolotu.

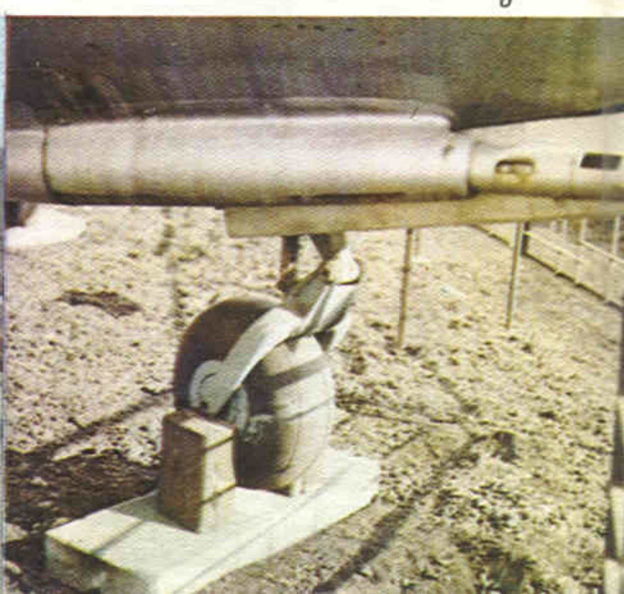
Następną wersję samolotu *MiG-15* stanowił dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy *MIG-15 UTI*, napędzany silnikiem *RD-45FA* o ciągu 2270 kG, zbudowany w 1950 r., przeznaczony do szkolenia pilotów na samoloty *MiG-15* i *MiG-15 bis*. Od swego pierwowzoru samolotu *MiG-15* nowa wersja różni się w zasadzie tylko tym, że zamiast jednej ma dwie kabiny ciśnieniowe jedna za drugą. Pierwsza kabina przeznaczona jest dla ucznia, druga dla instruktora. Osłona pierwszej kabiny otwierana jest w bok na prawą stronę, a osłona drugiej kabiny zsuwana jest do tyłu. Uzbrojenie tej wersji (jako ćwiczebne) zostało zredukowane do 1 nkm *UBK-E* kal. 12,7 mm oraz

Podwozie samolotu: *a* **— goleń główna,** *b* **— goleń przednia**
Ze zbiorów Muzeum WP w Warszawie *(fot. J. Amerski)*

a



b



Dwumiejscowa wersja szkolno-treningowa *MiG-15 UTI (Fot. Zb. Chmurzyński)*

2 bomb podwieszanych pod skrzydłami po 100 kG każda. Późniejsze samoloty tej wersji miały wzmocnione uzbrojenie strzeleckie (działka *NR-23*).

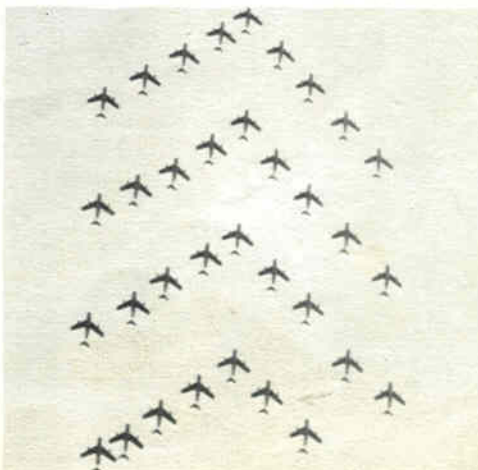
Z innych odmian samolotu *MiG-15* można wymienić np. samolot do zwalczania celów naziemnych oznaczony *SP-5*, który został wyposażony w celownik radiolokacyjny. System antenowy tego celownika umieszczono w małym nosku na górnej krawędzi wlotu powietrza. Pierwsze samoloty *SP-5* z radiolokatorem pojawiły się już w 1950 r. Były to najpierw samoloty dwumiejscowe, uzbrojone w 2 działka *NR-23*, następnie — gdy dysponowano doskonalszymi celownikami radiolokacyjnymi — także samoloty jednomiejscowe.

Samoloty *MiG-15* i ich wersje produkowano również na podstawie licencji radzieckiej w niektórych krajach socjalistycznych: w Polsce nosiły one oznaczenia *Lim-1 (MiG-15)* i *Lim-2 (MiG-15 bis)*, na Węgrzech *Jaguar (MiG-15 bis)*, w Czechosłowacji *S-102 (MiG-15)*, *S-103 (MiG-15 bis)*, *CS-102 (MiG-15 UTI)*. Produkowano przy tym różne rodzime odmiany do własnych potrzeb. Na przykład w Czechosłowacji opracowano samoloty *MiG-15T* i *MiG-15 bis T* do holowania celów powietrznych, wyposażone w nawijarkę liny holującej. Nawijarka była napędzana małą turbinką obracaną strumieniem powietrza. Następnie samolot *MiG-15 UTI* wyposażono eksperymentalnie w celownik radiolokacyjny wersji przechwytującej samolotu *MiG-17*. I wreszcie opracowano wersję samolotu przeznaczoną głównie do zwalczania celów naziemnych, oznaczoną *MiG-15 SB*, która oprócz oryginalnego uzbrojenia otrzymała 4 wyrzutniki bomb, startowe silniki rakietowe do skrócenia startu i spadochron hamujący do skrócenia dobiegu przy lądowaniu.

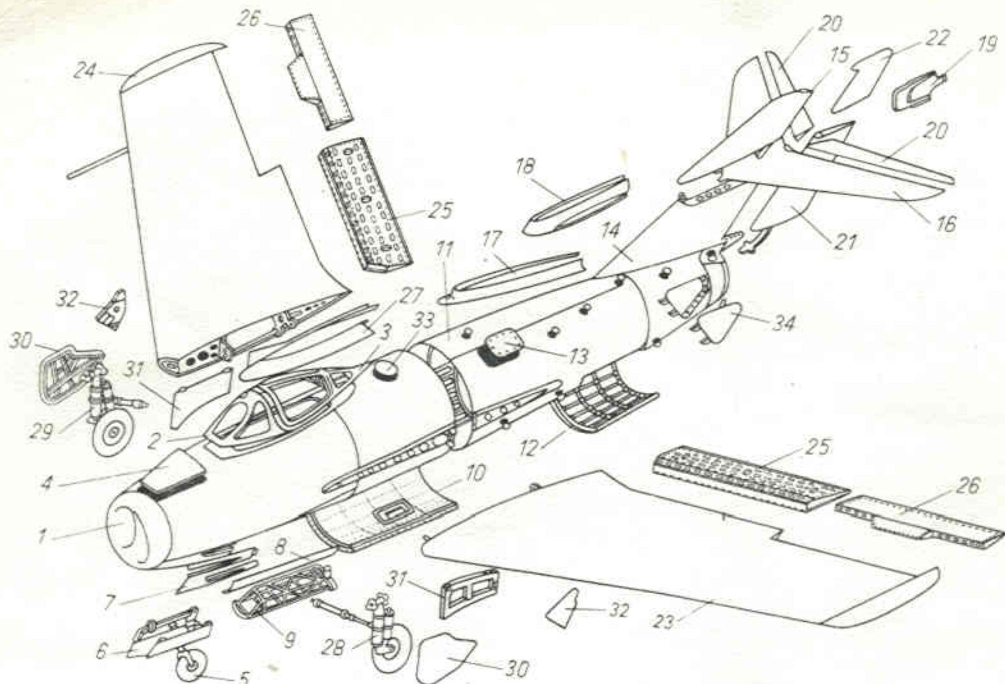
Różne odmiany podstawowych trzech wersji samolotu *MiG-15* świadczą o jego dużej zalecie — uniwersalności konstrukcji, i co za tym idzie, powszechności zastosowania.



Samolot *MiG-15* **z celownikiem radiolokacyjnym samolotu** *MiG-17*



Myśliwce *Lim* **w szyku zwartym „Jodełka"** *(fot. St. Iwan)*



Podział technologiczny samolotu *MiG-15*:

1 — przednia część kadłuba, 2 — wiatrochron, 3 — ruchoma część osłony kabiny, 4 — pokrywa górnego wziernika, 5 — przednia goleń podwozia, 6 — osłonki wziernika przedniej goleni, 7 — osłony działek, 8 — pokrywa bocznego wziernika, 9 — pokrywa wziernika z lawetą, 10 — pokrywa dolnego wziernika, 11 — tylna część kadłuba, 12 — pokrywa dolnego wziernika tylnego zbiornika paliwa, 13 — pokrywa bocznego wziernika silnika, 14 — statecznik pionowy, 15 — górna część statecznika pionowego, 16 — statecznik poziomy, 17 — dolna owiewka statecznika pionowego, 18 — górna owiewka statecznika pionowego, 19 — owiewka ogonowa, 20 — stery wysokości, 21 — dolna część steru kierunku, 22 — górna część steru kierunku, 23 — skrzydło lewe, 24 — skrzydło prawe, 25 — klapa, 26 — lotka, 27 — owiewka skrzydła, 28 — lewa główna goleń podwozia, 29 — prawa główna goleń podwozia, 30 — klapa podwozia w skrzydle, 31 — klapa koła podwozia głównego, 32 — klapa goleni na skrzydle, 33 — pokrywa wziernika gardzieli wlewowej przedniego zbiornika, 34 — klapa hamulca aerodynamicznego

KONSTRUKCJA SAMOLOTU

Poniżej przytoczono opis konstrukcji podstawowych zespołów najczęściej stosowanej wersji *MiG-15 bis (Lim-2)*.

KADŁUB ma kształt obrotowy i jest konstrukcji półskorupowej. Jego szkielet składa się z 28 wręg oraz zestawu podłużnic i podłużniczek. Gładkie pracujące pokrycie duralowe z blachy pojedynczej lub zewnętrznej i wewnętrznej o grubości od 0,6 do 1,2 mm przymocowuje się do szkieletu za pomocą nitów i wiąże go w sztywną całość. Większość elementów konstrukcyjnych kadłuba wykonana jest z duraluminium, węzły zaś ze stali. Cały kadłub ze względów technologicznych, montażowych i eksploatacyjnych podzielony jest na dwie części: przednią — od wręgi 1 do 13 i tylną — od wręgi 11 do 28 włącznie.

Przednia część kadłuba rozpoczyna się chwytem powietrza. Otwór wlotowy chwytu powietrza podzielony jest pionową profilowaną przegrodą, która rozdziela strumień powietrza do dwóch kanałów przeprowadzonych po obu stronach kabiny pilota. Kanałami tymi powietrze doprowadzane jest do silnika. Z przodu kadłuba u góry, tuż za otworem wlotowym powietrza, umieszczono fotokarabin *S-13*, akumulator, butle tlenowe i ciężar wyważający, poniżej znajduje się przednie koło podwozia wraz z mechanizmem podnoszenia. W dalszej przedniej części kadłuba mieści się wentylacyjna kabina ciśnieniowa pilota, wyposażona w fotel wyrzucany (za pomocą pironaboju), osłonięta od góry osłoną, uszczelnianą dookoła za pomocą węża gumowego, wewnątrz którego ciśnienie doprowadzanego ze sprężarki silnika powietrza dochodzi do 3 kG/cm². Otwarcie osłony kabiny odbywa się przez przesunięcie do tyłu po trzech szynach jej ruchomej części środkowej. W razie awarii samolotu zrzut ruchomej osłony (tzw. zrzut awaryjny) może nastąpić przy jej przednim położeniu, zarówno gdy panuje wewnątrz kabiny nadciśnienie, jak i w przypadku rozszczelnionej kabiny. Jest on sterowany mechanicznie — przez przesunięcie od siebie dźwigni umieszczonej na prawej poręczy fotela. Jednocześnie z awaryjnym zrzutem osłony odbezpieczony zostaje piromechanizm fotela wyrzucanego i następuje katapultowanie się pilota. Pod kabiną pilota znalazła pomieszczenie komora uzbrojenia, radiowysokościomierz *RW-2*, przetwornica *MA 250* i odbiornik radiokompasu *ARK-5*. Za kabiną wmontowany jest pierwszy zbiornik paliwa. Na ostatniej 13 stalowej wrędze (ramie) przedniej części kadłuba zawieszony jest silnik, który wraz z całym pomocniczym wyposażeniem rurą przedłużającą i dyszą wylotową znajduje się wewnątrz tylnej części kadłuba.

Oprócz tego w tylnej części kadłuba znalazły pomieszczenie: drugi zbiornik paliwa i elementy układu sterowania, na pokrywie dolnego wziernika odbiornik sygnalizatora przelotu nad radiostacją *MRP-48 P* z anteną i an-

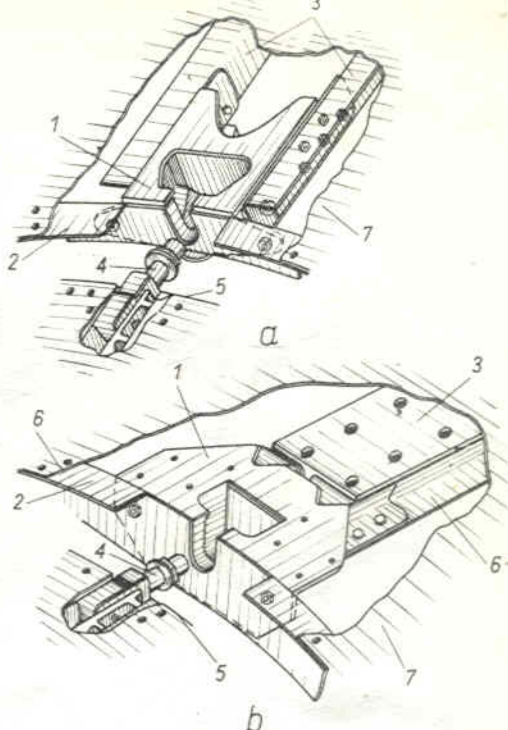
tena ramowa radiokompasu *ARK-5*. Między wręgami 24 a 28 umocowana jest osłona, która służy do skierowania strumienia powietrza do chłodzenia rury przedłużającej i dyszy wylotowej silnika. Tylna część kadłuba kończy się pierścieniową owiewką ogonową. Po obu stronach tylnej części kadłuba między wręgami 26 i 28 umieszczone są hamulce aerodynamiczne w postaci klap, każda umocowana na dwóch węzłach do kadłuba. Klapy te sterowane są poprzez zawór elektromagnetyczny i wychylane hydraulicznie o kąt 55°, a synchronizację ich pracy osiągnięto za pomocą sztywnych popychaczy i rury łączącej. Konstrukcja i kształt hamulców aerodynamicznych, w porównaniu do samolotu *MiG-15 (Lim-1)*, został zmieniony: oś obrotu klap ustawiono pochyło pod kątem 22° do pionu, przez co zmniejszono moment pochylający przy otwartych klapach.

Obie części kadłuba: przednia i tylna, połączone są między wręgami 13 i 14 za pomocą 10 węzłów. Cztery boczne środkowe węzły (po 2 z każdej strony kadłuba) skręca się za pomocą śrub i nakrętek, pozostałe sześć węzłów, rozłożonych równomiernie na obwodzie kadłuba, łączy się odpowiednio wykonanymi śrubami, które wchodzą swoimi występami w wyfrezowane rowki, a następnie przez otwory w węźle dociąga się je nakrętkami. Taka konstrukcja łączenia obu części kadłuba umożliwia szybkie ich rozłączenie, gdy zachodzi potrzeba przeprowadzenia przeglądu silnika, jego wymiany itp. Po rozłączeniu obu części kadłuba i odłączeniu przewodów poszczególnych instalacji i elementów sterowania odsuwa się tylną część kadłuba do tyłu i uzyskuje swobodny dostęp do całego silnika. Dzięki temu czterech mechaników może np. dokonać wymiany silnika w ciągu niespełna jednej godziny.



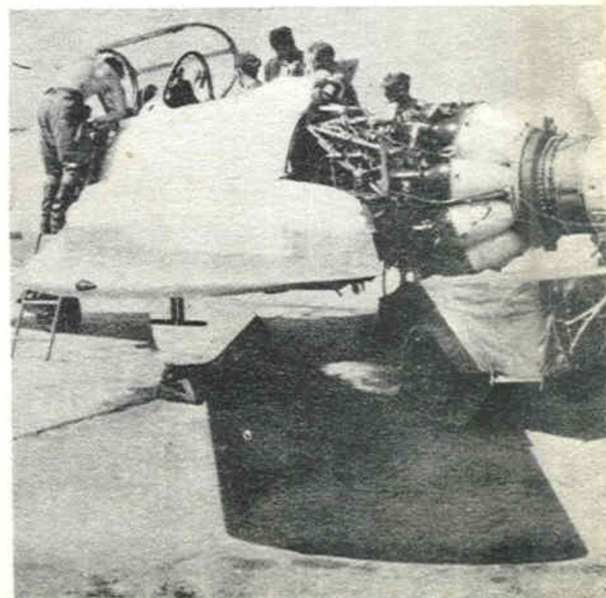
Instruktor objaśnia działanie hamulców aerodynamicznych i budowę tylnej części kadłuba *(fot. St. Syndoman)*

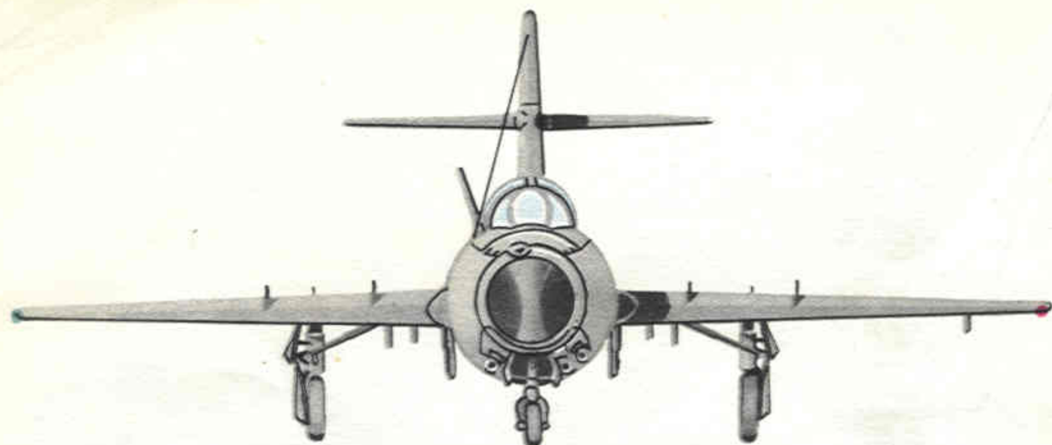
SKRZYDŁA skośne są całkowicie metalowe, konstrukcji półskorupowej, z nitowanym pracującym pokryciem z blachy duralowej o grubości od 1,5 do 2 mm, wyposażone w klapy i lotki. Szkielet skrzydła składa się z: przedniego dźwigara, belki głównej, tylnej podłużniczki (dźwigara), belki podłużnej i poprzecznej oraz z kompletu 20 żeberek. Skrzydło mocuje

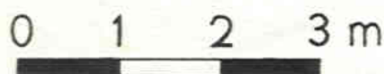


Węzły łączenia kadłuba: *a* **— górny węzeł,** *b* **— węzeł na górnej podłużnicy;**
1 — okucie tylnej części kadłuba, 2 — wręga nr 14, 3 — podłużnica, 4 — odchylona śruba przedniej części kadłuba, 5 — wręga nr 13, 6 — profile wzmacniające, 7 — pokrycie

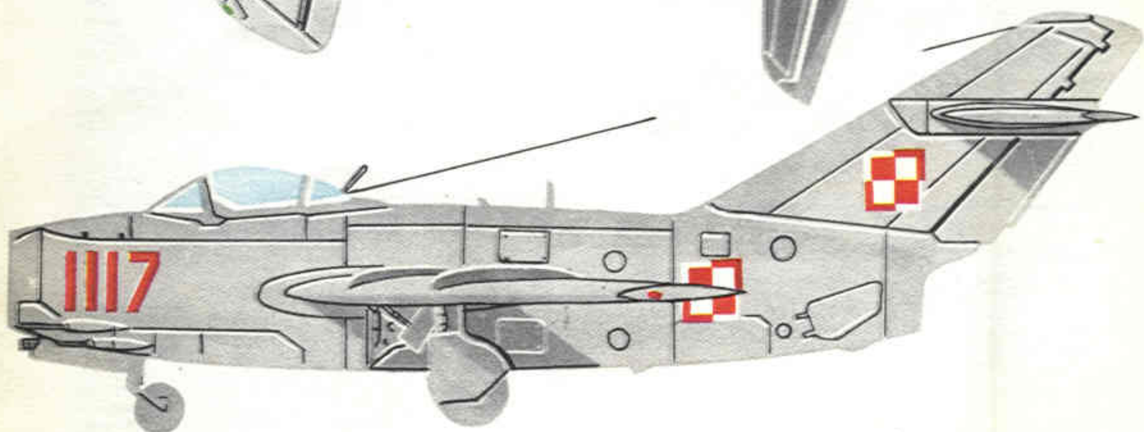
Widok silnika po zdjęciu tylnej części kadłuba *(fot. J. Szymański)*

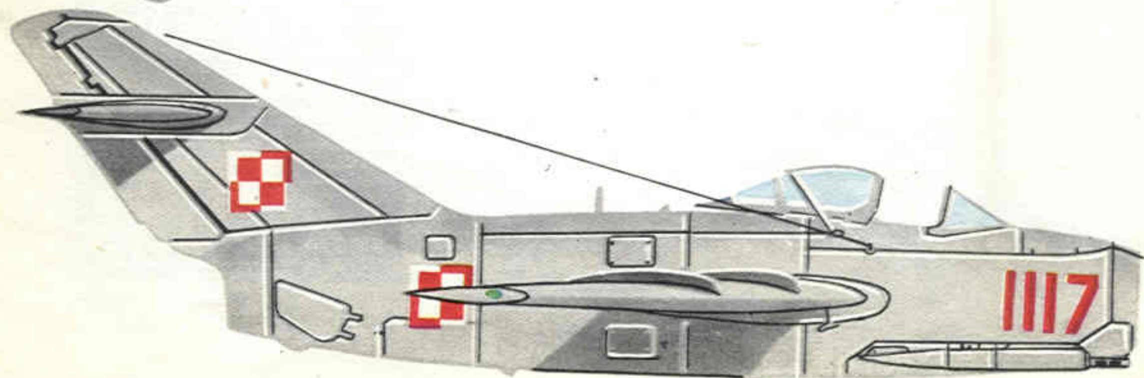






SAMOLOT MYŚLIWSKI MiG-15 BIS (Lim-2)
w barwach polskiego lotnictwa wojskowego


1117


1117

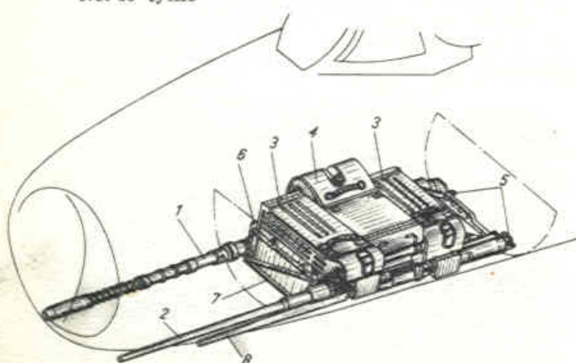


Podwieszanie zbiorników dodatkowych w samolocie *MiG-15 UTI*

się do kadłuba (do wręg nr 9 i 13) za pomocą trzech węzłów znajdujących się na: dźwigarze przednim, belce głównej i belce poprzecznej. Belka główna i węzły wykonane są ze stali, prawie wszystkie pozostałe elementy szkieletu skrzydła — z duralu. Końcowa część skrzydła (owiewka) jest mocowana do żeberka nr 20 za pomocą nakrętek kotwicznych. Wewnątrz skrzydła przestrzeń ograniczona ściankami belek: głównej, poprzecznej i podłużnej, tworzy miejsce, gdzie podczas lotu chowa się główną goleń i koło podwozia. W trójkącie między dźwigarem przednim, żeberkiem nr 1 i belką poprzeczną mieści się w skrzydle lewym przy krawędzi natarcia reflektor (w samolocie *MiG-15* umieszczony w przegrodzie chwytu powietrza), a w skrzydle prawym wzmacniacz hydrauliczny, zmniejszający siłę na drążku sterowym, niezbędną do sterowania lotkami. Między noskami żeberek nr 18 i 20 znajduje się ciężar żeliwny przeciw drganiom.

Lotka o wewnętrznej kompensacji aerodynamicznej podwieszona jest na dwóch wspornikach do żeberek nr 16 i 19 między klapą i końcową owiewką skrzydła. Szkielet lotki składa się z dźwigara i 12 żeberek pokrytych blachą o grubości 0,8 mm. Długość lotki wynosi 1,8 m, powierzchnia 0,505 m², kąt wychylenia ± 15°.

Ustawienie uzbrojenia na lawecie:
1 — działko *N-37*, 2 — działko *NR-23* przednie, 3 — skrzynka amunicyjna działek *NR-23*, 4 — skrzynka amunicyjna działka *N-37*, 5 — tylne węzły mocowania lawety, 6 — przednie węzły mocowania lawety, 7 — laweta, 8 — działko *NR-23* tylne



Klapa podwieszona na trzech stalowych wspornikach sterowana jest hydraulicznie. Podczas lądowania wychylana jest całkowicie o kąt 55°, przesuwając się po trzech szynach do tyłu o 0,2 m. Przy starcie klapę wychyla się o kąt 20°. W skład szkieletu klapy wchodzą: dwa dźwigary i 15 żeberek. Klapa kryta jest blachą duraluminiową o grubości od 0,8 do 1 mm. Rozpiętość klapy równa się 2,65 m, a powierzchnia 1,18 m².

Na górnym pokryciu skrzydła, równolegle do osi podłużnej samolotu, przynitowane są dwa grzebienie kierujące (kierownice strug) rozstawione od siebie o 1,56 m i 2,59 m od osi kadłuba. Każdy grzebień składa się ze znitowanych razem dwóch giętych profili o wysokości 100 mm.

Na prawym skrzydle między żeberkami nr 15 i 16 umieszczona jest rurka Pitota.

Skrzydło ma profil laminarny — u nasady CAGI S-10s przechodzący ku końcowi skrzydła w procentowo zmienny profil CAGI-SR-3. Wydłużenie skrzydeł wynosi 4,85, kąt wzniosu minus 2°, kąt skosu 35°, powierzchnia nośna 20,6 m².

USTERZENIE skośne wolnonośne o konstrukcji półskorupowej składa się ze statecznika pionowego sztywno związanego z kadłubem oraz ze statecznika poziomego umocowanego wysoko nad kadłubem do statecznika pionowego. Kąt skosu statecznika pionowego wynosi 54°50', a poziomego 40°. Profil obu stateczników jest symetryczny NACA-0009.

Statecznik poziomy o powierzchni 3 m², nastawny na ziemi w granicach —2° do +2°, wykonany jest w formie dwóch połówek z podziałem na osi płatowca. Składa się z dźwigara, centralnego żebra i 8 żeberek oraz tylnej podłużniczki. Ster wysokości, składający się również z dwóch połówek o powierzchni 2 x 0,426 m², ma szkielet złożony z dźwigara i 7 żeberek. Każda połowa steru podwieszona jest do statecznika poziomego w 3 punktach. Na lewej połowie steru wysokości ustawiona jest klapka wyważająca (trymer) o powierzchni 0,05 m². Wyważenie steru wysokości składa się z ciężaru 3 kG zamocowanego na końcu centralnego wahacza, dwóch ciężarów 1 kG każdy, rozmieszczonych na końcach steru, oraz ciężaru 5,265 kG umieszczonego w drążku sterowym (w postaci ołowiu). Statecznik poziomy i ster pokryte są blachą duraluminiową o grubości 0,8 — 1 mm. Klapka wyważająca steru wysokości odchyla się od położenia neutralnego w górę i w dół o 10°.

Statecznik pionowy o powierzchni 4 m² podzielony jest przez statecznik poziomy na dolny sztywno połączony z kadłubem oraz górny zdejmowany. Szkielet dolnego statecznika pionowego składa się z przedniej podłużniczki, dźwigara, kompletu podłużniczek i 11 żeberek. W skład górnej części statecznika pionowego wchodzi dźwigar, przednia podłużniczka i 4 żeberka. Ster kierunku mający powierzchnię 1 m² także dzieli się na dwie części górną i dolną, połączone ze sobą drążkiem łączącym. Konstrukcja szkieletu steru kierunku jest podobna do konstrukcji szkieletu steru wysokości. Górna część steru kierunku jest zamocowana do statecznika pionowego na dwóch wspornikach, a dolna na trzech. Pokrycie statecznika pionowego i steru kierunku stanowi blacha duralowa o grubości od 1,2 do 1,5 mm. Ster kierunku jest wyważony statycznie i dynamicznie za pomocą dwóch ciężarów: u góry 3,12 kG, u dołu 5,8 kG.

Sterowanie sterami wysokości i kierunku odbywa się za pomocą sztywnych drążków i popychaczy, natomiast sterowanie klapką wyważającą steru wysokości jest elektryczne — odległościowe. Ster wysokości odchyla się w górę o 32°, co odpowiada ściągnięciu drążka sterowego do siebie o 25°, oraz do dołu o 16°, co odpowiada odsunięciu od siebie drążka sterowego o 14°. Ster kierunku odchyla się zaś w lewą i prawą stronę od położenia neutralnego o 20°, co odpowiada odchyleniom pedałów o ±29°.

Osiągi silnika *WK-1*

Warunki pracy	Prędkość obrotowa [obr/min]	Ciąg [kG]	Jednostkowe zużycie paliwa [kg/kGh]	Dopuszczalny czas pracy [min]
Startowe (bojowe)	$11\,560^{+40}_{-20}$	2700_{-50}	1,07	*
Nominalne	11 200	2400	1,06	60
Przelotowe	10 870	2160	1,05	nieograniczony
Bieg jałowy (na ziemi)	2500 ± 100	75	—	10
„Mały gaz" przy ciśnieniu paliwa 5 kG/cm^2	—	—	—	nieograniczony

* W locie poziomym: 5 min na wysokościach od 0 do 10 000 m i 10 min na wysokościach powyżej 10 000 m; podczas wznoszenia: 10 min na każdej wysokości.

PODWOZIE trójkołowe z kółkiem przednim jest chowane i wypuszczane w locie za pomocą instalacji hydraulicznej lub w przypadku jej niesprawności może być wypuszczane za pomocą awaryjnej instalacji powietrznej. Główne golenie podwozia chowają się do skrzydeł w kierunku do kadłuba, a przednia goleń do przedniej części kadłuba w kierunku lotu. Amortyzacja podwozia olejowo-powietrzna. Hamowanie kół podwozia odbywa się za pomocą głównej instalacji powietrznej, a w razie jej uszkodzenia korzysta się z awaryjnej instalacji powietrznej. Przednie podwozie jest samonastawne w kierunku lotu i wyposażone w tłumik hydrauliczny do usunięcia wahań powstających przy ruchu koła. Położenie podwozia jest sygnalizowane wskaźnikami elektrycznymi w kabinie pilota (przy schowanym podwoziu lampkami czerwonymi, przy wypuszczonym — lampkami zielonymi) oraz wskaźnikami mechanicznymi: dla goleni przedniej wskaźnikiem umieszczonym obok wiatrochronu kabiny, dla goleni głównych wskaźnikami znajdującymi się w obu skrzydłach obok węzłów mocowania z kadłubem (przy wypuszczonym podwoziu wskaźniki wystają nad pokrycie skrzydeł i kadłuba, przy schowanym podwoziu ustawione są równo z pokryciem kadłuba i skrzydeł). Rozstaw kół głównych podwozia wynosi 3,81 m, kąt skrętu koła przedniego 50° w każdą stronę. Wymiary: opon głównych 600 x 160 mm, opony koła przedniego 480 x 200 mm.

ZESPÓŁ NAPĘDOWY tworzy turbinowy silnik odrzutowy (turboodrzutowy) *WK-1* o ciągu 2700 kG skonstruowany przez znanego radzieckiego konstruktora silników lotniczych W. J. Klimowa, wzorowany na silniku *RD-45*. Silnik *WK-1* był produkowany m.in. w Polsce na podstawie licencji radzieckiej pod oznaczeniem *Lis-2*.

Silnik składa się z jednostopniowej sprężarki odśrodkowej z dwustronnym wlotem, 9 dzbanowych komór spalania, połączonych ze sobą rurami ogniowymi, jednostopniowej turbiny gazowej służącej do napędu sprężarki, rury przedłużającej, dyszy wylotowej, skrzynki napędowej do napędu wszystkich pomocniczych agregatów silnika: pomp paliwowych, olejowych i innych. Silnik wyposażony jest w trzy własne instalacje: c h ł o d z e n i a — złożoną ze sprężarki powietrza chłodzącego (zamontowanej tuż za sprężarką silnika) tłoczącą powietrze do chłodzenia turbiny i łożyska tylnego, o l e j o w ą — zapewniającą olejenie trzech łożysk wału głównego silnika, p a l i w o w ą — przeznaczoną do dostarczania paliwa z instalacji paliwowej płatowca do wtryskiwaczy komór spalania. Sterowanie dozowaniem ilości paliwa (zwiększanie lub zmniejszanie prędkości obrotowej silnika) wyłącznie dźwignią „gazu" jest zautomatyzowane, z samoczynną korekcją wydatku paliwa zależnie od wysokości i prędkości lotu. Cykl rozruchu silnika jest także w pełni zautomatyzowany. Do rozruchu silnika służy rozrusznik elektryczny, uruchamiany przez pilota za pomocą przycisku na dźwigni „gazu". Włączają się wówczas urządzenia rozruchowe (świeca zapłonowa i wtryskiwacz rozruchowy) wmontowane w dwu spośród dziewięciu komór spalania. Płomień zainicjowany przez te urządzenia w dwóch komorach spalania przechodzi przez rury ogniowe do pozostałych komór spalania i silnik zaczyna działać, a urządzenia rozruchowe zostają automatycznie wyłączone. Przerwanie pracy silnika następuje przez zamknięcie do niego dopływu paliwa.

WYPOSAŻENIE samolotu stanowią poszczególne instalacje, przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i kontroli silnika, sprzęt radiowy i urządzenia do lądowania bez widoczności ziemi.

I n s t a l a c j a p a l i w o w a samolotu składa się z: 2 zbiorników głównych umieszczonych w kadłubie — przedniego typu miękkiego (z gumy) o pojemności 1245 l i tylnego z metalu o pojemności 167 l, 2 zbiorników dodatkowych podwieszanych pod skrzydłami, każdy o pojemności 300 l, 2 pomp — podającej i przepompowującej, przewodów, węży elastycznych i zaworów. W instalacji paliwo przetłaczane jest w przewodach łączących zbiorniki główne za pomocą pompy przepompowującej, natomiast pompa podająca doprowadza paliwo do silnika z przedniego zbiornika poprzez umieszczoną w nim tzw. komorę ujemnych przeciążeń, zapewniającą podawanie paliwa w każdym położeniu samolotu, włączając lot plecowy. Zbiornik tylny i zbiorniki podwieszane połączone są ze zbiornikiem przednim przewodami. Paliwo zużywa się ze zbiorników w następującej kolejności: początkowo z przedniego zbiornika 340 l (gdy są podwieszone zbiorniki dodatkowe zużywanie z nich paliwa do końca rozpoczyna się po zużyciu 100 l paliwa z przedniego zbiornika), następnie całość z tyl-

Widok działka *(fot. Zb. Chmurzyński)*





Ładowanie pocisków działek do skrzynki amunicyjnej

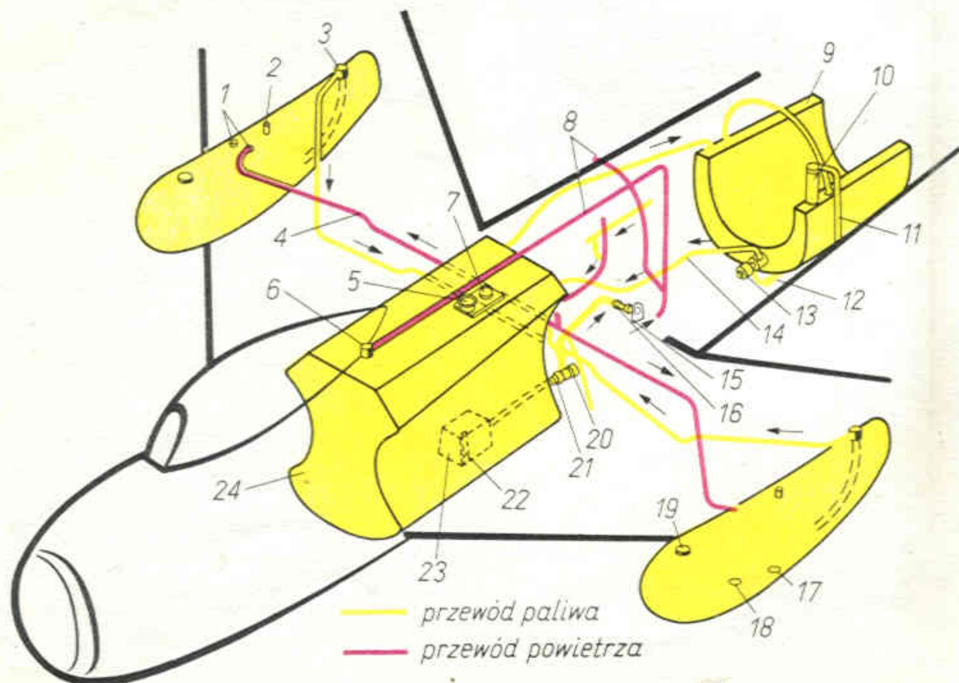
nego zbiornika i w końcu resztę z przedniego zbiornika. Ilość paliwa od 0 do 1050 l w przednim zbiorniku wskazuje paliwomierz, natomiast awaryjna część paliwa (ostatnie 300 l) niezbędna do bezpiecznego powrotu na lotnisko jest sygnalizowana zapaleniem się lampki umieszczonej w kabinie pilota. W podobny sposób (za pomocą lampki w kabinie) sygnalizowane jest ciśnienie graniczne paliwa w przewodach za pompą równe 0,3 kG/cm² — gdy ciśnienie to spada poniżej granicznej wartości lampka zapala się, gdy jest równe lub nieco większe od tej wartości lampka nie pali się. Ze zbiorników dodatkowych paliwo przewodami wypychane jest do zbiornika przedniego za pomocą powietrza o ciśnieniu 0,4 kG/cm² doprowadzanego od sprężarki silnika. Całkowite opróżnienie z paliwa zbiorników dodatkowych sygnalizowane jest również zapaleniem się lampki w kabinie pilota. Paliwem jest nafta z dodatkiem 1% oleju.

I n s t a l a c j a h y d r a u l i c z n a służy do chowania i wypuszczania podwozia, wychylania klap i hamulców aerodynamicznych oraz do sterowania lotkami za pomocą wzmacniacza hydraulicznego. Składa się ona ze zbiornika, reduktora niskiego ciśnienia, zaworów bezpieczeństwa, zaworów elektromagnetycznych podwozia i hamulców aerodynamicznych, zaworu klap, pompy, hydroakumulatora, różnych zaworów, sieci przewodów, manometrów i innych agregatów. Płynem roboczym w instalacji jest mieszanka spirytusowo-glicerynowa, a ciśnienie maksymalne w instalacji wynosi 140 kG/cm².

I n s t a l a c j a p o w i e t r z n a (pneumatyczna) dzieli się na dwa układy: podstawowy i awaryjny. Podstawowa instalacja powietrzna

Instalacja paliwowa:

1 — przednie opory zbiornika, 2 — główne umocowanie zbiornika, 3 — tylna opora i końcówka zbiornika dodatkowego, 4 — przewód rurowy, 5 — wlew zbiornika, 6 — króciec odpowietrzający, 7 — wskaźnik paliwa, 8 — rurka odpowietrzająca, 9 — zbiornik tylny (sztywny), 10 — wlew zbiornika, 11 — rurka spustowa, 12 — korek spustowy, 13 — pompa przetłaczająca, 14 — przewód rurowy układu wypompowującego paliwo ze zbiornika tylnego, 15 — filtr, 16 — spust ze zbiornika przedniego, 17 — zbiornik dodatkowy, 18, 22 — kurki spustowe. 19 — wlew zbiornika dodatkowego, 20 — kurek przeciwpożarowy, 21 — pompa, 23 — zawór przeciążeń ujemnych, 24 — zbiornik przedni (miękki)



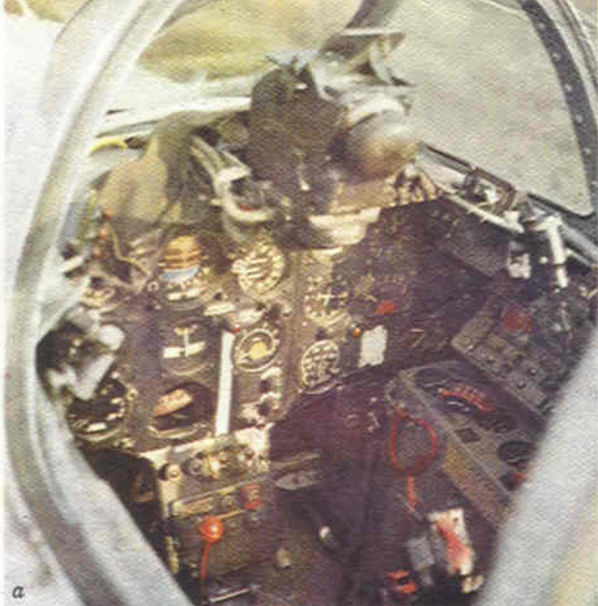
służy do sterowania hamulcami kół podwozia i przeładowania uzbrojenia, awaryjna instalacja powietrzna przeznaczona jest natomiast (w razie uszkodzenia instalacji hydraulicznej) do awaryjnego wypuszczenia podwozia i wychylenia klap przy lądowaniu oraz do awaryjnego hamowania kół podwozia w przypadku niesprawności podstawowej instalacji powietrznej. W skład instalacji powietrznej wchodzą: rurociągi, zawory, reduktory, filtry i butle ze sprężonym powietrzem (2 butle o pojemności 4 l instalacji podstawowej oraz awaryjna butla klap i awaryjne butle w goleni podwozia). Ciśnienie powietrza w butlach musi być nie mniejsze od 110 kG/cm², a w butlach awaryjnych 50 kG/cm².

Instalacja przeciwpożarowa jest przeznaczona do gaszenia za pomocą dwutlenku węgla pożaru w strefie silnika, tj. w obszarze, w którym uszkodzenie silnika może spowodować pożar (obszar ten obejmuje końce komór spalania i obudowę turbiny gazowej). Instalacja składa się z: 2 butli o pojemności 3 l każda zaopatrzonych w pirogłowice naładowane dwutlenkiem węgla, rurki z otworami, 4 termosygnalizatorów i lampki sygnalizacyjnej w kabinie pilota. Ciśnienie maksymalne CO_2 w butlach może wynosić do 150 kG/cm². Termosygnalizator tworzy sferyczna bimetalowa membrana, wyginająca się do wewnątrz termosygnalizatora przy nagrzaniu jej do 140—160°C.

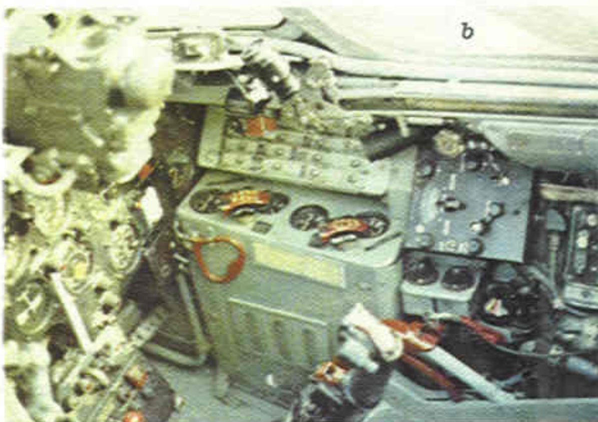
Instalacja klimatyzacyjna i tlenowa. Instalacja klimatyzacyjna stwarza w kabinie pilota odpowiednie warunki klimatyczne (właściwe ciśnienie, temperaturę i wilgotność powietrza) zapewniające pilotowi wygodną pracę na każdej wysokości lotu. Do kabiny doprowadzone jest osobnymi przewodami z silnika zimne i ciepłe powietrze, przy czym ciepłe powietrze wpływa do kolektora opływu szkieł osłony kabiny oraz rurki ogrzewania nóg pilota. Temperaturę i ilość przepływającego przez kabinę powietrza zimnego i ciepłego reguluje się za pomocą odpowiednich zaworów i regulatorów. Wentylacja zmienia się od 10—12 do 70—75 m³/h powietrza przy pojemności kabiny równej 1 m³. Nadciśnienie powietrza w kabinie, zależne od wysokości lotu, reguluje regulator ciśnienia *RD-2JM*, przy czym maksymalna stała różnica ciśnienia między wnętrzem kabiny a atmosferą wynosi od wysokości 8800 — 9100 m 0,3 kG/cm². W locie na małej wysokości oraz podczas lotów latem korzysta się z uzupełniającej intalacji wentylacyjnej, która pozwala na intensywne przedmuchanie kabiny otaczającym powietrzem.

Począwszy od wysokości 9000 m pilot musi używać instalacji tlenowej. W skład instalacji wchodzą: maska tlenowa, wąż, przewody, inhalator, reduktor, zawory, manometr ciśnienia tlenu oraz 2 butle o pojemności 2 l i 4 l i spadochronowa butla tlenowa. Ciśnienie w instalacji tlenowej wynosi 150 kG/cm².

Instalacja elektryczna samolotu jest instalacją jednoprzewodową o napięciu 28,5 V. Zasilanie instalacji odbywa się z prądnicy, napędzanej przez silnik odrzutowy, oraz jednej baterii akumulatorów, przy czym obydwa źródła energii elektrycznej są podłączone równolegle do wspólnej szyny. Instalacja ta przeznaczona jest do zasilania: układu elektrycznego zapuszczania silnika, dwóch pomp instalacji paliwowej, systemu urządzenia przeciwpożarowego, wielu przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i pomiarowych, wyposażenia radiowego, mechanizmów elektrycznych sterowania klapkami wyważającymi steru wysokości i lotek, celownika, fotokarabinu, zdalnego sterowania uzbrojeniem, systemu zrzucania bomb lub zbiorników podwieszanych, świateł pozycyjnych, reflektora, hydroelektrycznych zaworów sterowania podwoziem i hamulcami aerodynamicznymi, wewnętrznego oświetlenia, lampek sygnalizacyjnych podwozia, klap i hamulców aerodynamicznych, elektrorakietnicy, ogrzewania. Instalacja elektryczna składa się łącznie z 13 linii zasilających poszczególne agregaty różnych instalacji. Zabezpieczenie sieci instalacji elektrycznej stanowią samoczynne



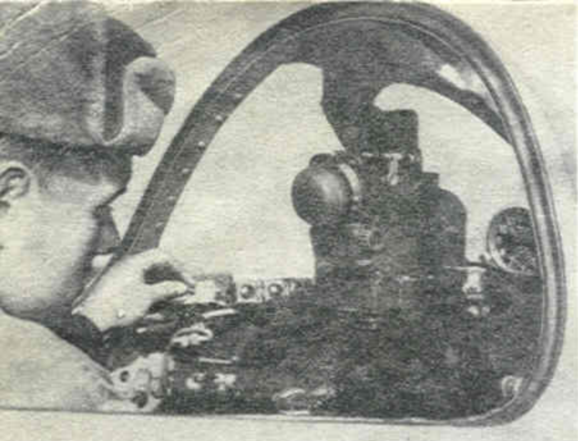
Przyrządy pokładowe w kabinie samolotu *MiG-15bis*: *a* **— w tablicy głównej (przedniej),** *b* **— na pulpicie bocznym** *(fot. J. Amerski)*



wyłączniki bezpiecznikowe ustawione na dwóch tabliczkach elektrycznych na prawym i lewym pulpicie w kabinie pilota.

Przyrządy pilotażowo-nawigacyjne są rozmieszczone w kabinie pilota na tablicy przyrządów pokładowych oraz na bocznych pulpitach obok fotela pilota. W skład zestawu przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych wchodzą: prędkościomierz, wysokościomierz, wskaźnik radiowysokościomierza, sztuczny horyzont, zakrętomierz, machometr o zakresie wskazań od 0,3 do 0,95 M, wariometr, wskaźnik radiokompasu i wskaźnik busoli, zegar. Niezależnie od tego na tablicy przyrządów pokładowych znajdują się przyrządy kontroli silnika i poszczególnych instalacji, jak np. obrotomierz, termometr gazów wylotowych, paliwomierz, różne manometry, a także liczne lampki kontrolne, sygnalizujące wypuszczenie podwozia, wychylenie klap, awaryjny zapas paliwa itp.

Wyposażenie radiowe składa się z krótkofalowej radiostacji nadawczo-odbiorczej *RSI-6K* (zastąpionej następnie przez ultra-



Widok celownika w kabinie samolotu *(fot. Zb. Chmurzyński)*

krótkofalową radiostację nadawczo-odbiorczą) oraz z zestawu wyposażenia do uproszczonego lądowania bez widoczności ziemi. Zestaw ten grupuje następujące zespoły: radiokompas automatyczny *ARK-5*, którego zasięg wynosi 160 — 200 km przy współpracy z naziemnymi radiostacjami prowadzącymi, następnie odbiornik radiowy do odbioru sygnałów znaczników odległości (tzw. sygnalizator przelotu nad radiostacją) i radiowysokościomierz *RW-2*. Antena nadawcza radiowysokościomierza znajduje się pod lewym skrzydłem, antena odbiorcza zaś w przedniej dolnej części kadłuba.

UZBROJENIE samolotu dzieli się na strzeleckie i bombowe. Uzbrojenie strzeleckie umieszczone jest z przodu w dolnej części kadłuba na lawecie, którą tworzy kratownica spawana z rur. W skład uzbrojenia strzeleckiego wchodzą 3 działka: działko *N-37* kal. 37 mm, mieszczące się z prawej strony kadłuba, dwa działka *NR-23* kal. 23 mm umieszczone z lewej strony kadłuba (przy czym jedno jest wysunięte bardziej do przodu i nazywane lewym przednim, a drugie lewym tylnym). Zapas pocisków dla działka kal. 37 mm wynosi 40 sztuk, a dla działek kal. 23 mm po 80 sztuk na działko. Sterowanie ogniem działek jest elektryczne i odbywa się za pomocą trzech spustów elektrycznych umieszczonych na działkach i dwóch przycisków na drążku sterowym. Działka ładuje się elektropneumatycznie za pomocą trzech przycisków zamontowanych na tablicy przyrządów pokładowych oraz trzech zaworów elektropneumatycznych znajdujących się na lawecie w pobliżu działek. Działka kal. 23 mm ładowane są pociskami z dwóch skrzynek, a działko kal. 37 mm z jednej skrzynki. Pociski ze skrzynek przechodzą taśmą pociskową bezpośrednio do podajników działek. Łuski i ogniwa odprowadzane są na zewnątrz samolotu albo do pojemników przykręcanych w dolnej lewej części kadłuba. Laweta, na której zamontowana jest cała broń strzelecka, dla ułatwienia eksploatacji i załadowania pocisków jest opuszczana i podnoszona za pomocą podnośnika. Celowanie przy strzelaniu z działek przeprowadza się automatycznym żyroskopowym celownikiem optycznym *ASP-3N*. Do kontroli wykonania strzelania w powietrzu służy fotokarabin *S-13*, ustawiony w górnej przedniej części kadłuba.

Uzbrojenie bombowe może składać się z 2 bomb o ciężarze 250, 100 lub 50 kG zawieszanych pod skrzydłami (zamiast zbiorników dodatkowych) na zamkach bombowych *BD-3-48*. Sterowanie zrzutem bomb odbywa się elektrycznie, przy czym zrzut może nastąpić na „wybuch" lub „niewybuch".

Do wyposażenia uzbrojenia samolotu zalicza się jeszcze elektrorakietnica, z której mogą być wystrzelone 4 różnokolorowe rakiety sygnalizacyjne.

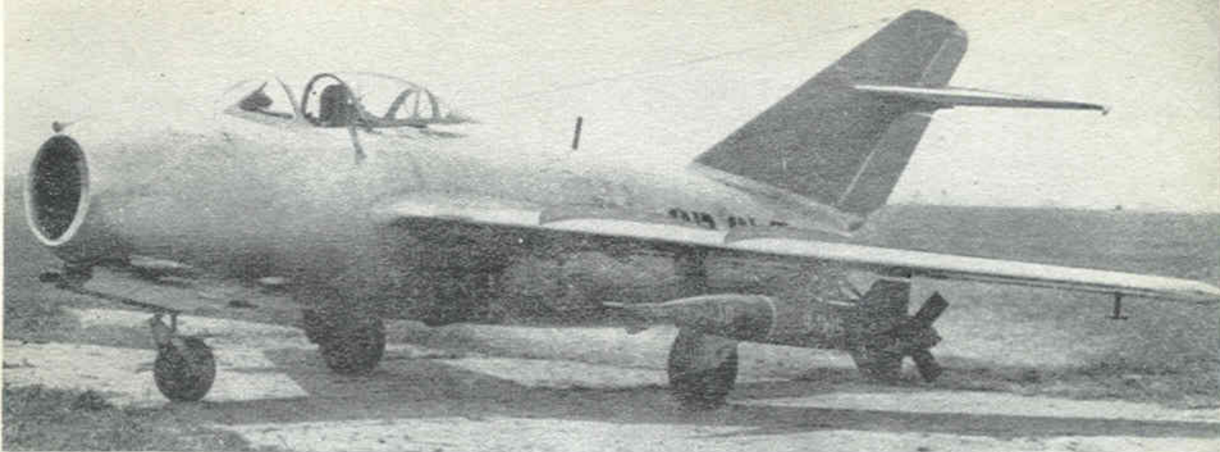
ZASTOSOWANIE I OCENA

Samolot myśliwski *MiG-15* został po raz pierwszy wprowadzony do jednostek myśliwskich ZSRR w 1948 r., natomiast wersje następne *MiG-15 bis* w latach 1949—1950, *MiG-15 UTI* w 1950 r. Potem samoloty te wprowadzono na wyposażenie wojsk lotniczych krajów demokracji ludowej.

W Polsce po raz pierwszy samoloty *MiG-15* pojawiły się latem 1951 r., najpierw produkcji radzieckiej, a w 1952 r. produkowane z licencji w kraju i oznaczane jako *Lim-1* (symbol od pierwszych liter wyrazów Licencyjny myśliwiec), w wersji kolejnej *MiG-15 bis* z licencji jako *Lim-2* w 1954 r. Na początku lat pięćdziesiątych wprowadzono także na nasze lotniska samoloty szkolno-treningowe *MiG-15 UTI* (popularnie tak zwane *Sparki*). Należy przy tym zaznaczyć, że uruchomienie i opanowanie produkcji z licencji radzieckiej nowoczesnego wówczas myśliwskiego samolotu odrzutowego wraz z silnikiem i wyposażeniem miało dla całego polskiego przemysłu lotniczego kapitalne znaczenie. Pozwoliło bowiem na unowocześnienie jego bazy produkcyjnej oraz wyszkolenie na najwyższym poziomie kadry pracowników inżynieryjnych i technicznych. Na tej m.in. podstawie stało się możliwe konstruowanie i produkowanie w Polsce odmian tego samolotu oraz późniejsze wytwarzanie również z licencji radzieckiej jego następcy — samolotu myśliwskiego *MiG-17* o oznaczeniu *Lim-5*. I tak np. szereg samolotów myśliwskich typu *Lim* przerobiono w kraju na samoloty szkolno-bojowe *SBLim-1* i *SBLim-2*, używane następnie do szkolenia pilotów, korygowania ognia artylerii itp.

W tym samym roku co w Polsce samoloty *MiG-15* znalazły się na wyposażeniu czechosłowackich wojsk lotniczych, a następnie i innych państw demokracji ludowej, w tym Koreańskiej Republiki Ludowo-Demokratycznej (brały tam udział w wojnie koreańskiej w latach 1950—1953) i Chińskiej Republiki Ludowej. Potem wyposażono w nie lotnictwo wojskowe niektórych państw neutralnych: Indonezji, Syrii i Egiptu, i wreszcie zakupiła je Ludowa Republika Kuby. We wszystkich poprzednio wymienionych państwach były one myśliwcami standardowymi.

Pierwszy prawdziwy chrzest bojowy samoloty *MiG-15* przeszły w wojnie koreańskiej. Pilotowane przez pilotów z Koreańskiej Republiki Ludowo-Demokratycznej i ochotników chińskich, od chwili ukazania się ich na koreańskim niebie, siały panikę i zamieszanie szczególnie wśród uzbrojonych „po zęby", ale o wiele wolniejszych amerykańskich superfortec *B-29*. Działania obronne myśliwców *MiG-15* przeciwko tym bombowcom określano na Zachodzie tzw. „aleją MiG-ów" albo „aleją śmierci". Na skutek dużych strat w sprzęcie Amerykanie zmuszeni byli do całkowitego zawieszenia bombardowań dziennych Korei. Aby poprawić niekorzystną dla siebie sytuację, wprowadzili oni do walki swój najnowocześniejszy wówczas myśliwiec odrzutowy — odpowiednik *MiG-15* — samolot *F-86A Sabre*. Poprawiło to nieco sytuację lotnictwa amerykańskiego, ale nie zmieniło jej zdecydowanie na korzyść. Myśliwce *MiG-15* znacznie przewyższały osiągami i siłą ognia samoloty *Sabre*. Przy jednakowym ciągu silnika *MiG-15* miał ciężar własny mniejszy od *Sabre* aż o 1414 kG, a ponadto górował nad nim zwrotnością, prędkością maksymalną (był szybszy i pod każdym względem lepszy w walce na wysokościach ponad 9000 m), pułapem praktycznym aż o 3000 m i przede wszystkim skutecznością uzbrojenia: wobec 6 nkm kal. 12,7 mm *Sabre*, *MiG-15* legitymował się uzbrojeniem złożonym z 1 działka kal. 37 mm i 2 działek kal. 23 mm. To mówi samo za siebie. Zresztą Amerykanie sami krytycznie przyznali, że *MiG-15* jest samolotem lepszym od *Sabre*. Dlatego też usilnie dążyli do uzyskania



Samolot ***Lim-2*** **w służbie IL — z podwieszonym zasobnikiem do badań układu odzyskowego rakiety meteorologicznej** ***Meteor-2***

nie uszkodzonego *MiG-15*. Okazja taka nadarzyła się im, gdy wyłowili pierwsi z morza, opodal wybrzeża koreańskiego, samolot *MiG-15*. Analizując dokładnie konstrukcję *MiG-15* Amerykanie chcieli przede wszystkim skorzystać z bezcennego kapitału doświadczeń konstruktorów radzieckich i poznać niebywałą na owe czasy funkcjonalność konstrukcji samolotu radzieckiego. Poza tym pojawienie się myśliwca *MiG-15* na wyposażeniu lotnictwa ZSRR i krajów demokracji ludowej przyczyniło się do ogłoszenia konkursu na lekki poddźwiękowy samolot myśliwsko-szturmowy dla państw NATO, który byłby samolotem równorzędnym dla *MiG-a*. I to też wymownie świadczy o jakości radzieckiego samolotu myśliwskiego.

Swoje wysokie walory myśliwiec *MiG-15* wykazał również w barwach lotnictwa egipskiego w 1956 r., biorąc udział w walkach o utrzymanie upaństwowionego przez Egipt Kanału Sueskiego.

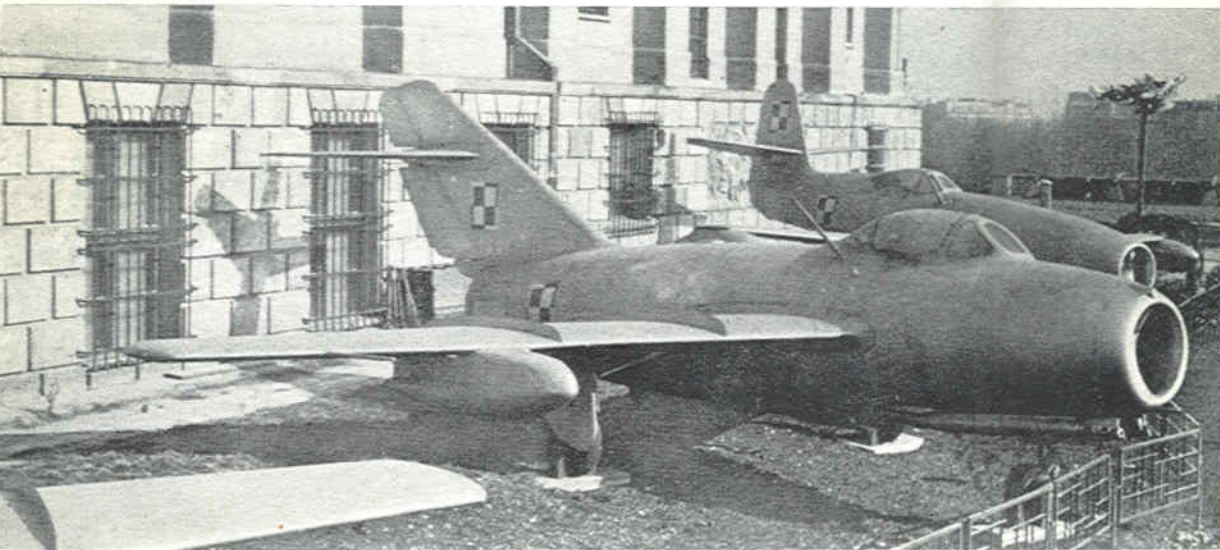
Mimo że w połowie lat pięćdziesiątych wprowadzono ulepszonego następcę *MiG-15* — samolot myśliwski *MiG-17*, a w latach następnych kolejno naddźwiękowe samoloty myśliwskie *MiG-19* i *MiG-21* — samolot *MiG-15* nie od razu został zupełnie wyparty ze służby w pierwszej linii. Właśnie dzięki uniwersalności swojej konstrukcji mógł być nadal używany, już co prawda nie jako myśliwiec przechwytujący, ale w charakterze samolotu do zwalczania celów powietrznych (w dobrych warunkach atmosferycznych) oraz naziemnych, a także do rozpoznania. Pozwalały na to jeszcze stosunkowo dobre osiągi oraz silne uzbrojenie składające się z działek, bomb i stosowanych w niektórych odmianach samolotu niekierowanych pocisków rakietowych klasy powietrze-ziemia. I w takiej roli samolot *MiG-15*, zwany z racji swego długiego stażu i dobrych własności bojowych samolotem-żołnierzem, przetrwał na wyposażeniu lotnictwa wojskowego wielu państw socjalistycznych do końca lat sześćdziesiątych, a w niektórych krajach stosowany jest do różnych potrzeb jeszcze obecnie.

MALOWANIE SAMOLOTU

Samolot *MiG-15* był różnie malowany w różnych państwach. W polskim lotnictwie wojskowym cały samolot miał barwę srebrzystą, numer na przedniej części kadłuba namalowany był w kolorze czerwonym. Szachownice biało-czerwone rozmieszczono na stateczniku pionowym, na kadłubie i na dolnej powierzchni skrzydeł.

W barwach zespołu akrobacji powietrznej lotnictwa radzieckiego samolot *MiG-15* miał pomalowane: grzbiet kadłuba i górne powierzchnie skrzydeł w kolorze czerwonym, spód ka-

Samolot ***MiG-15*** **w Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie** *(fot. J. Amerski)*





Samoloty *MiG-15* na jednym z lotnisk wojskowych

dłuba i dolne powierzchnie skrzydeł w kolorze srebrzystym, numer taktyczny z przodu kadłuba w kolorze czarnym z białym obrzeżem, gwiazdy na stateczniku pionowym, kadłubie i skrzydłach w kolorze czerwonym z białą lub żółtą obwódką. Inne przykładowe sposoby malowania samolotu *MiG-15*: w lotnictwie czechosłowackim, z okresu wojny koreańskiej (lata 1950—1953) oraz w lotnictwie egipskim, pokazano na rysunku kolorowym na trzeciej stronie okładki.

DANE TAKTYCZNO-TECHNICZNE

	MiG-15	*MiG-15 bis*	*MiG-15 UTI*
Wymiary:			
rozpiętość	10,08 m	10,08 m	10,08 m
długość	10,10 m	10,10 m	10,10 m
wysokość	3,70 m	3,70 m	3,40 m
Ciężary:			
całkowity (startowy)	4806—5260 kG	4960—6131 kG	4880 kG
własny	3780 kG	3563 kG	4000 kG
Osiągi:			
prędkość maks.	1050 km/h	1076 km/h	1010 km/h
dopuszczalna liczba Macha	0,92	0,95	0,90

	MiG-15	*MiG-15 bis*	*MiG-15 UTI*
prędkość wznoszenia	42 m/s	46 m/s	38,5 m/s
pułap praktyczny	15 200 m	15 500 m	14 825 m
czas wznoszenia na wysokość 5000 m	2,6 min	1,95 min	2,6 min
zasięg	1450—1600 km	1330—1861 km	950 km
zasięg ze zbiornikami podwieszanymi	1920—1960 km	do 2000 km	1340 km
długotrwałość lotu	2 h	2 h 57 min	2 h 18 min
długość startu	570 m	504 m	570 m
długość lądowania	740 m	880 m	740 m
prędkość lądowania	—	175 km/h	—

Źródła — A. Jakowlew: Cel żizni, Moskwa 1967 r. (dotyczy m. in. zastosowania silników Rolls-Royce Nene); Zbiorowe: Reaktiwnyje samoloty mira, Moskwa 1957 r.; Zbiorowe: The Aircraft of the World, Londyn 1965 r.

DOTYCHCZAS UKAZAŁY SIĘ:

1. Czołg średni T-34. 2. Kontrtorpedowiec „Burza". 3. Samolot myśliwski PZL P-24. 4. Rakieta „Wostok". 5. Samolot bombowy PZL-37 „Łoś". 6. Niszczyciel „Błyskawica". 7. Wyrzutnia rakietowa „Katiusza". 8. Działo pancerne SU-85. 9. Transporter opancerzony SKOT. 10. Samolot szturmowy IŁ-2. 11. Ręczny karabin maszynowy DP. 12. Czołg pływający PT-76. 13. Samolot TS-11 „Iskra". 14. Pistolet maszynowy PM-63. 15. Czołg średni T-54. 16. Okręt podwodny „Orzeł".

W PRZYGOTOWANIU:

Pociąg pancerny „Danuta". Samolot PZL-23 „Karaś". Mina kontaktowa wz. 08/39. Polski czołg lekki 7TP. Samolot myśliwski PZL P-11. Samolot myśliwski Jak-9. Opancerzony samochód rozpoznawczy BRDM. Samolot transportowy AN-12. Okręt szkolny „Iskra". Samolot wielozadaniowy PO-2. Samolot TS-8 „Bies". Kuter pościgowy „Batory". Pistolet P-64.

Pięć tysięcy dziewięćdziesiąta dziewiąta publikacja Wydawnictwa MON

Printed in Poland

Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej. Warszawa 1972 r. Wydanie I

Nakład 20 000+336 egz. Objętość 2,88 ark. wyd., 1,25 ark. druk. Papier offsetowy III kl. 100 g, format 70×100/16 z Zakładów Celulozowo-Papierniczych im. J. Marchlewskiego we Włocławku. Oddano do składu w czerwcu 1972 r. Druk ukończono w grudniu 1972 r. Wojskowe Zakłady Graficzne w Warszawie. Zam. nr 575 z dnia 9.VI.1972 r. Cena zł 7.— A-91



Malowanie samolotu myśliwskiego *MiG-15* (od góry): barwy lotnictwa polskiego, barwy radzieckiego lotnictwa akrobacji powietrznej, typowe malowanie lotnictwa czechosłowackiego z połowy lat pięćdziesiątych, malowanie maskujące samolotów, na których latali piloci-ochotnicy z ChRL w wojnie koreańskiej w latach 1950—1953, sposób malowania z okresu kryzysu sueskiego (1956 r.)

Cena zł 7.-

SAMOLOT MYŚLIWSKI
MiG-15
W PRZEKROJU



Cena zł 7.-

